

# 터보팬 엔진 나셀용 샌드위치 복합재 구조물의 손상 거동 연구

공창덕\* · 박현범\* · 이승현\*

## Study on Impact Damage Behavior of Turbo Fan Engine Nacelle Sandwich Composite Structure

Changduk Kong\* · Hyunbum Park\* · Seunghyun Lee\*

### ABSTRACT

In this study, low velocity impact analysis on Turbo Fan Engine composite sandwich structure was performed. Sandwich structure configuration is made of carbon/epoxy face sheets and foam cores. For validating study, the results of an experimental and of a Finite Element Method analysis were compared previously. From the Finite Element Method analysis results of sandwich panel, it was confirmed that the result of analysis was reasonable. Impactor velocity to initiate damage was estimated, and in order to investigate the damage at the predicted velocity, impact analysis using Finite Element Method was performed. According to the impact analysis results of sandwich panel, it was confirmed that the damage was generated at the estimated impact velocity.

### 초 록

본 연구에서는 터보 팬 엔진 나셀 복합재 구조의 충격 손상에 관한 연구를 수행하였다. 연구 결과의 신뢰성 검증을 위해 선행 연구된 결과와 비교 분석하였다. 샌드위치 구조의 형상은 카본/에폭시 면재와 폼 코어로 형성되어있다. 샌드위치 패널의 유한 요소 해석 결과 해석 결과의 타당성을 확인하였다. 초기 손상이 발생하는 속도가 평가되었고 예측된 속도에서 충격 해석이 수행되었다. 충격 해석 결과 예측된 충격 손상에서 손상이 발생하는 것으로 확인되었다.

Key Words: Engine Nacelle, Sandwich composite, Impact analysis, Damage behavior

### 1. 서 론

복합재료는 재료의 효율적 조합에 의해 비강성과 비강도가 높고 우수한 피로 특성과 내마모

성 등의 특성을 가지고 있어, 항공기에 많이 적용된다. 최근에는 항공기 엔진 부위에도 다양하게 적용되고 있다. 일반적으로 복합재 구조는 충격에 약한 특성이 있어서 샌드위치 복합재 구조는 환경적 요인 또는 운용 중 외부에서 작용하는 하중에 의해 손상이 발생하였을 때 기계적 특성이 저하되고 위험한 결함으로 발전할 수 있

\* 조선대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: swordship@daum.net

다. 그러나 복합재 구조는 알루미늄 합금과 같은 등방성 재료와 달리 손상에 대한 예측이 어렵고, 손상 거동이 매우 복잡한 양상을 지닌다. 따라서 샌드위치 복합재의 충격 거동의 이해는 매우 중요하다[4, 5, 6].

최근 샌드위치 복합재 평판 구조의 저속 충격 해석 및 실험에 관한 연구가 다양하게 진행 중이다. Abrate는 복합재 구조의 충격 모델링에 관한 연구를 수행하였고[1], Meo 등은 항공기에 적용되는 샌드위치 판의 저속 충격에 대한 수치적 시뮬레이션을 제시하였으며[2], 국내에서는 박정 등이 가정변형을 솔리드 요소를 이용한 복합재 샌드위치 평판의 저속 충격 해석에 관한 연구를 수행한 바 있다[3].

본 연구에서는 터보팬 엔진 나셀용 복합재 구조를 대상체로 구조의 손상이 예상되는 충격체의 속도를 예측하여 충격 후 예측한 속도에서 손상이 발생하는지 확인하였으며, 속도를 변화시키면서 손상의 발생 여부를 수치 해석적으로 접근하였다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 접촉 법칙

두 가지 물체의 충격 거동의 분석을 위해서 적용된 Hertz의 접촉 법칙은 두꺼운 무한 등방성 평판에 등방성 재질의 충격체가 접촉하는 경우에 대해 충격 하중을 유도한 식이다. 충격에 따른 접촉 하중  $P$ 는 아래와 같다. 그러나 복합재의 경우 등방성 재질이 아니기 때문에 복합재 적층판의 저속 충격 해석을 위해서는 두께 방향의 등가 탄성 계수를 계산하여  $k$ 값을 식 (2)와 같이 수정된 Hertz의 접촉 법칙을 적용한다.

$$P = k\alpha^{3/2} \quad (1)$$

$$k = 4/3E \left( \frac{1-\nu^2}{E} + \frac{1}{E_T} \right)^{-1} \sqrt{R} \quad (2)$$

여기서  $k$ 는 접촉 강성,  $\alpha$ 는 압입량,  $E$ 는 충격체의 탄성계수,  $\nu$ 는 포아송비,  $E_T$ 는 복합 소재의 두께 방향의 전단 탄성 계수,  $R$ 는 충격체의 반지름을 의미한다.

### 2.2 에너지 평형 모델

충격 하중 해석을 위한 다른 접근 방안은 시스템의 에너지 평형을 기반으로 충격체의 운동 에너지가 충격이 일어나는 동안의 구조물의 변형 에너지와 동일하다고 가정하는 이론이다. 구조물의 반응을 준정적으로 가정하여 구조물에 접촉되는 충격체의 속도가 0으로 감소될 때 최대 변형이 일어났다고 가정한다. 즉 모든 운동 에너지가 구조물을 변형시킨 것이다. 지배 방정식은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{1}{2}MV^2 = E_b + E_s + E_m + E_c \quad (3)$$

여기서  $M$ 은 충격체의 질량,  $V$ 는 충격체의 속도,  $E_b$ 는 굽힘 변형 에너지,  $E_s$ 는 전단 변형 에너지,  $E_m$ 은 막응력(Membrane) 변형 에너지,  $E_c$ 는 압입되는 동안 접촉 부위의 축적되는 에너지를 의미한다.

구조물의 충격체에 의한 국부적 압입량을 도출하기 위해 특별히 두꺼운 시편의 충격시에 전체 구조물의 변형은 무시할 수 있고, 이때 최대 압입량은 초기 에너지가 모두 압입에너지에 기여한다는 가정으로부터 최대 접촉 하중은 식 (4)와 같이 유도된다. 임의의 충격 시간 동안 에너지 평형 방정식으로부터 접촉 시간은 (5)식에 의해 얻을 수 있다.

$$P = \left( \frac{5}{4} \right)^{3/5} [M^3 V^6 k^2]^{1/5} \quad (4)$$

$$T_c = 3.2145 \left[ \frac{M^2}{Vk^2} \right]^{1/5} \quad (5)$$

여기서  $P$ 는 충격시 접촉하중  $T_c$ 는 충격시 접촉 시간을 의미한다.

## 3. 충격 손상 해석

### 3.1 해석 모델의 타당성 검증

본 연구에서는 폼 코어 샌드위치 복합재 판의 유한 요소 수치 해석을 통하여 예측한 속도에서 충격 손상에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에 앞서 해석 모델의 타당성 검증을 위해 Anderson이 충격 손상 실험을 분석한 폼 샌드위치 판 모델을 동일한 조건하에 수치 해석을

수행하여 결과를 비교하였다[9].

본 연구에서 모델링된 샌드위치 복합재 판 구조물의 경계 조건은 판의 네면을 단순 지지 조건으로 적용하였다. 샌드위치 구조의 상하면 면재에는 사각형 셸 요소(Shell element)인 CQUAD4 요소를 적용하였으며, 심재는 고체 요소(Solid element)에서 가장 신뢰성 있는 육면체 요소인 CHEXA 요소를 사용하여 모델링 하였다. 샌드위치 판의 크기는 가로와 세로가 동일하게  $76.2 \times 76.2 \text{mm}^2$ 이고, 면재는 Carbon/Epoxy 재질로 면재의 적층 형태는  $[0^\circ_2/90^\circ_2/0^\circ_2]$ 이며, 한 층의 두께는  $0.0635 \text{mm}$ 이다. 심재는 PMI Foam 재질로서 심재의 두께는  $12.7 \text{mm}$ 이다. 충격체는 구 형태로 직경  $25.4 \text{mm}$ 이며, 질량은  $1.8 \text{kg}$ 인 강체 요소로 적용하여 해석을 수행하였다. 샌드위치 복합재 구조와 충격체에 대한 유한 요소 모델링된 형상은 Fig. 1에 나타내었다. Table 1과 같이 참고문헌[9]의 실험결과와 비교했을 때 오차가 있으나 전체적인 거동이 유사한 결과임으로 본 연구에 적용한 해석 모델의 타당성을 확인하였다.

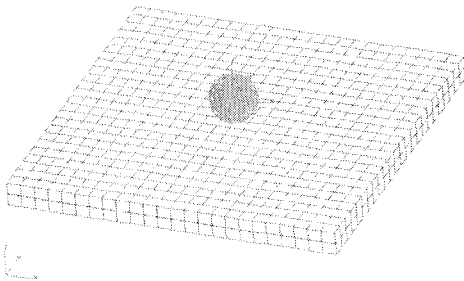


Fig. 1 FEA modeling of Carbon/Epoxy-Foam sandwich plate and steel sphere impactor for impact analysis

Table 1. Comparison of max contact force and impact energy

|                     | Max. contact force | Impact energy |
|---------------------|--------------------|---------------|
| Experimental result | 6100N              | 18J           |
| FEM analysis        | 6480N              | 21.5J         |

### 3.2 손상 거동 해석

본 연구에서는 샌드위치 복합재 판의 해석 결과의 타당성 확인을 바탕으로 충격 손상 속도 예측에 관한 연구를 수행하였다. 참고문헌 [7]에서 제시한 손상을 일으키는 충격 하중 관련 식으로 대상 구조물의 파손이 예측되는 하중을 계산하였다. 예측된 충격 하중을 근거로 식(4)를 적용하여 충격체의 충격 속도를 추정하였다.

계산된 충격 하중을 수치 해석 모델에 적용하여 예측한 충격 하중에서 파괴가 일어나는지를 확인하였다. 해석 모델에 적용한 파손 판정식은 식 (6)의 Hashin의 기지 균열 판정식을 적용하였다[7]. 파손 예측 충격 속도인  $3.6 \text{m/s}$ 에서 해석을 수행한 결과 충격 부위에서 섬유파괴(Fiber failure)까지 일어나는 것으로 확인되었다. 따라서 추정한 충격 속도보다 저속에서는 충격 부위의 파괴가 발생하지 않는지 확인하기 위해  $3.0 \text{m/s}$ ,  $2.5 \text{m/s}$ ,  $2.0 \text{m/s}$ ,  $1.42 \text{m/s}$ 의 경우에 대한 추가 해석을 수행하였다. 속도별 충격 해석에 대한 분석 결과  $3.0 \text{m/s}$ 에서는 파손이 발생하였으며,  $2.5 \text{m/s}$ 에서는 섬유 파괴는 일어나지 않고 모재만 미소하게 파괴되었으며,  $2.0 \text{m/s}$  이하에서는 파손이 일어나지 않았다. 추정한 충격 속도보다 낮은 영역에서 일부 파손이 일어났지만 이에 대한 오차는 해석적 접근에 대한 오차로 판단된다.

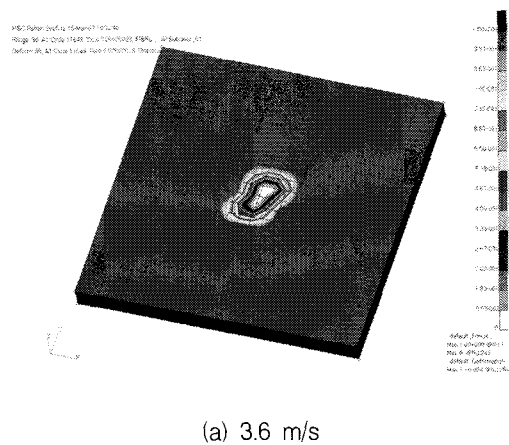
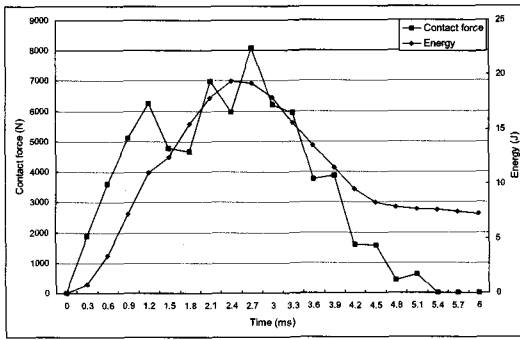
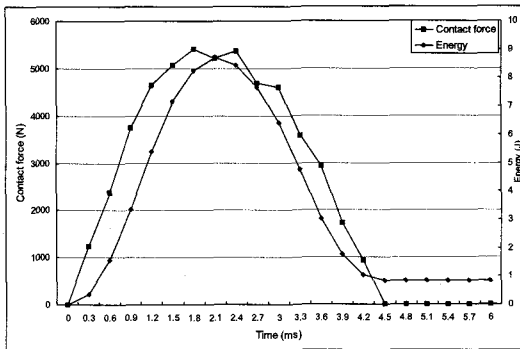


Fig. 2 Failure contour of sandwich plate due to steel ball impact



(a) 3.6 m/s



(b) 2.5 m/s

Fig. 3 Contact force histories of sandwich composite plate

3.6m/s 와 2.5m/s 속도에서 파손 부위 형상을 Fig. 2에 나타내었고 충격 접촉 하중과 이력곡선은 Fig. 3과 같다. 파괴가 거의 일어나지 않는 속도에서는 속도가 더 빠른 경우 보다 더 많은 에너지 복원이 되는 것을 확인하였다. 본 연구에서 제시한 파손 속도 추정에 대한 오차를 명확히 분석하기 위해 보다 더 세분화된 속도별 수치 해석과 실험적 비교가 추후 연구로 이루어져야 할 것으로 보인다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 터보 팬 엔진 나셀에 사용되는 샌드위치 복합재 판에 대한 충격 손상 거동에 관한 유한 요소를 이용한 수치 해석 연구를 수행하였다. 샌드위치 복합재 판 모델의 해석 결과의 타당성 확인을 바탕으로 충격체가 파손을 일으키는 속도를 예측하여, 예측된 속도에서 파손 여부를 확인하였다. 예측한 속도 보다 낮은 경우를 해석한 결과 근접한 속도 대역에서는 파손이

이루어지며 훨씬 낮은 속도에서는 파손이 이루어지지 않았다.

복합재료는 충격 거동 자체가 매우 복잡하므로 본 연구를 통해 예측한 충격 손상 속도에 관한 연구 결과를 바탕으로 손상의 영향 평가에 관한 기초 연구 결과로 활용할 수 있을 것이다. 그러나 미소한 속도 차이에 대해 세부적으로 수치적 연구 및 실험적 연구가 함께 진행되어야 할 것이며, 특히 발생하는 손상에 대한 기저 균열, 층간 분리, 섬유 절단 등 손상 별 모드 분석 및 정확한 파손 영역에 대해 추후 연구가 이루어져야 할 것으로 판단된다.

#### 참고 문헌

1. Serge Abrate, "Modeling of Impact on composite structures", Composite Structures 51, 129-138, 2001
2. M. Meo, A.J. Morris, R. Vignjevic, G. Marengo, "Numerical simulations of low - velocity impact on an aircraft sandwich panel", Composite Structures 62, 353-360, 2003
3. 박정, 박훈철, 윤광준, 구남서, 이재화, "가정 변형을 솔리드 요소를 이용한 복합재 샌드위치 평판의 저속충격 해석" 한국항공우주학회지 제 30 권, 제 7 호, 2002년 10월.
4. Kyung Su Park, "Indentation and low-velocity impact damage of composite panels", The Graduate Faculty of The University of Akron, 2002
5. "Guidelines for analysis, testing and nondestructive inspection of impact damaged composite sandwich structure" Final Report, Federal Aviation Administration, 2003
6. Todd A. Anderson "An investigation of SDOF models for large mass impact on sandwich composites", Composites Part B: engineering, 135-142, 2005
7. Serge Abrate, "Impact on composite structures", Cambridge University Press, 1998
8. Dan Zenkert "Sandwich construction" EMAS Publishing, 1995
9. T. Anderson, "Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composite" Composite Structures, 239-247, 2000